



PATENT APPLICATION

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re application of

Docket No: Q77958

Eric MONTFORT, et al.

Appln. No.: 10/687,585

Group Art Unit: 2836

Confirmation No.: 2460

Examiner: Not Assigned

Filed: October 20, 2003

For: A SYSTEM FOR CONTROLLING THE ATTITUDE OF A GEOSTATIONARY
SATELLITE

SUBMISSION OF PRIORITY DOCUMENT

Commissioner for Patents
P.O. Box 1450
Alexandria, VA 22313-1450

Sir:

Submitted herewith is a certified copy of the priority document on which a claim to
priority was made under 35 U.S.C. § 119. The Examiner is respectfully requested to
acknowledge receipt of said priority document.

Respectfully submitted,

David J. Cushing
Registration No. 28,703

SUGHRUE MION, PLLC
Telephone: (202) 293-7060
Facsimile: (202) 293-7860

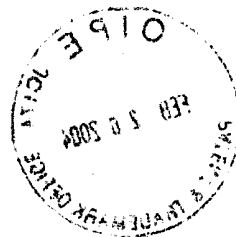
WASHINGTON OFFICE

23373

CUSTOMER NUMBER

Enclosures: France 0213052

Date: February 26, 2004



2
Q77958
1561

BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le **08 OCT. 2003**

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'M+Planché', enclosed within a large, loopy oval stroke.

Martine PLANCHE

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint Petersburg
75800 PARIS cedex 08
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23
www.inpi.fr



26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08
Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 94 86 54

BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

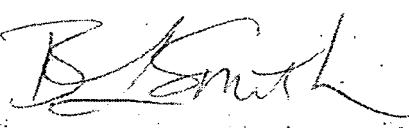


REQUÊTE EN DÉLIVRANCE 1/2

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

CS 540 W / 060399

REMISE DES PIÈCES DATE 21 OCT 2002 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI 0213052 DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE PAR L'INPI 21 OCT. 2002		1 NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE COMPAGNIE FINANCIERE ALCATEL Département PI Bradford Lee SMITH 30 avenue Kléber 75116 PARIS	
Vos références pour ce dossier <i>(facultatif)</i> 104286/SM/SSPD/TPM			
Confirmation d'un dépôt par télécopie <input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie			
2 NATURE DE LA DEMANDE		Cochez l'une des 4 cases suivantes	
Demande de brevet <input checked="" type="checkbox"/>			
Demande de certificat d'utilité <input type="checkbox"/>			
Demande divisionnaire <input type="checkbox"/>			
<i>Demande de brevet initiale</i> N° _____ Date ____/____/____ <i>ou demande de certificat d'utilité initiale</i> N° _____ Date ____/____/____			
Transformation d'une demande de brevet européen <i>Demande de brevet initiale</i> <input type="checkbox"/> N° _____ Date ____/____/____			
3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum) DISPOSITIF DE CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE			
4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE		Pays ou organisation _____ N° _____ Date ____/____/____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date ____/____/____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date ____/____/____ <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
5 DEMANDEUR		<input type="checkbox"/> S'il y a d'autres demandeurs, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
Nom ou dénomination sociale		ALCATEL	
Prénoms			
Forme juridique		Société Anonyme	
N° SIREN		5 4 2 0 1 9 0 9 6	
Code APE-NAF			
Adresse	Rue	54, rue La Boétie	
	Code postal et ville	75008 PARIS	
Pays		FRANCE	
Nationalité		Française	
N° de téléphone <i>(facultatif)</i>			
N° de télécopie <i>(facultatif)</i>			
Adresse électronique <i>(facultatif)</i>			

REMISE DES PIÈCES DATE 21 OCT 2002 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT 0213052 NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI		Réservé à l'INPI
Vos références pour ce dossier : <i>(facultatif)</i>		104286/SM/SSPD/TPM
6 MANDATAIRE		
Nom		SMITH
Prénom		Bradford Lee
Cabinet ou Société		Compagnie Financière Alcatel
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel		PG 9222
Adresse	Rue	30 Avenue Kléber
	Code postal et ville	75116 PARIS
N° de téléphone <i>(facultatif)</i>		
N° de télécopie <i>(facultatif)</i>		
Adresse électronique <i>(facultatif)</i>		
7 INVENTEUR (S)		
Les inventeurs sont les demandeurs		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non Dans ce cas fournir une désignation d'inventeur(s) séparée
8 RAPPORT DE RECHERCHE		Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
Paiement échelonné de la redevance		Paiement en trois versements, uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non
9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES		Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requête pour la première fois pour cette invention <i>(joindre un avis de non-imposition)</i> <input type="checkbox"/> Requête antérieurement à ce dépôt <i>(joindre une copie de la décision d'admission pour cette invention ou indiquer sa référence)</i>
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes		
10 SIGNATURE XXXXXXXXXX XX DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI L. MARIELLO
Bradford Lee SMITH / LC 40 B 		

DISPOSITIF DE CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE

L'invention est relative à un dispositif de contrôle de l'attitude d'un satellite géostationnaire.

L'attitude des satellites doit être constamment contrôlée de façon, notamment, que les antennes gardent toujours
5 une direction déterminée, cette direction étant en général, un pointage vers la terre.

Ainsi dans un satellite, on prévoit des senseurs qui détectent l'attitude du satellite. Le signal de sortie des senseurs est comparé à une attitude de consigne de façon à
10 fournir un signal de commande des actionneurs pour corriger l'attitude du satellite, afin qu'elle corresponde à la consigne.

Pour ces actionneurs on prévoit habituellement des roues à réaction. Une roue à réaction est une toupie qui tourne à une vitesse élevée, par exemple de l'ordre de 3000 tours par
15 minutes, et de forte inertie. Quand la toupie est accélérée, c'est-à-dire que sa vitesse de rotation est augmentée, un couple de réaction s'exerce sur le corps du satellite. Pour une commande selon une direction quelconque, il faut prévoir 3 roues tournant selon des axes formant une base libre, par exemple, selon des
20 axes constituant un repère orthonormé.

L'invention résulte de la constatation que l'attitude des satellites géostationnaires munis d'appendices de grande inertie devient, à partir d'une certaine taille, difficilement contrôlable avec des roues à réaction.

25 En effet, une structure de grande dimension et rattachée au corps du satellite de manière forcément flexible va perturber l'attitude du satellite.

Le corps du satellite subit des couples, ou des forces perturbatrices telles que celles provoquées par l'activation des
30 tuyères, qui se répercutent sur l'appendice en provoquant des mouvements à fréquences basses. Il en est ainsi des générateurs solaires qui oscillent librement avec des faibles amplitudes. Lorsque les fréquences propres des appendices sont particulièrement basses, leurs oscillations doivent alors être
35 contrôlées. Les roues à réaction ne peuvent pas s'opposer à ces

couples importants, d'autant qu'il faut également s'opposer au ballottement du carburant du système de propulsion. Pour parvenir à contrôler l'attitude de ce type de satellite, on a proposé de combiner les roues à réaction avec des tuyères d'un système de propulsion chimique. Mais l'utilisation des propulseurs crée des perturbations sur l'orbite et la précision de pointage obtenue n'est pas suffisante.

L'invention remédie à cet inconvénient. A cet effet, le dispositif de commande d'attitude d'un satellite géostationnaire conforme à l'invention est caractérisé en ce qu'il comprend un ensemble d'actionneurs gyroscopiques.

Les actionneurs gyroscopiques sont généralement proposés pour la correction d'attitude des satellites à orbite basse car ils permettent de générer un couple de valeur importante en un temps réduit, les missions demandées à ces satellites nécessitant de pouvoir effectuer des changements de pointage rapides.

On rappelle ici qu'un actionneur gyroscopique comporte également une toupie tournant à vitesse constante mais c'est la variation de la direction de l'axe de rotation de la toupie qui provoque un couple sur le satellite.

On prévoit plusieurs actionneurs gyroscopiques pour pouvoir créer un couple dans une direction déterminée. A cet effet on peut faire appel à quatre actionneurs gyroscopiques équipés de cardans mono-axe disposés selon une configuration pyramidale comme décrit dans le brevet français 2 796 172.

Les actionneurs gyroscopiques peuvent être utilisés pour maintenir le pointage fin du satellite vers la terre pendant les phases de correction d'orbite est/ouest et/ou nord/sud mais aussi pour d'autres modes tels que la phase de poussée d'apogée lors de la mise à poste. Ils améliorent aussi le contrôle des ballottements dus aux carburants tels que les ergols.

Dans une réalisation de système de contrôle d'attitude avec actionneurs gyroscopiques, la boucle de régulation fait appel à un correcteur dont la structure et dont les réglages sont basés sur la définition d'une bande passante de la boucle de

régulation qui contient les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples des appendices. Ainsi, ce correcteur permet de stabiliser le système en permettant aux actionneurs gyroscopiques de s'opposer aux couples d'oscillation des ailes des générateurs solaires ou des antennes.

Ainsi, l'invention concerne un dispositif de contrôle d'attitude d'un satellite du type géostationnaire qui est caractérisé en ce que le satellite comportant des organes allongés tels que des générateurs solaires et/ou des antennes, notamment déployables, ce dispositif comporte des actionneurs gyroscopiques pour fournir le couple nécessaire au maintien d'attitude du satellite soumis à des forces ou des couples perturbateurs.

Dans une réalisation, les actionneurs gyroscopiques sont agencés pour maintenir l'attitude de consigne pendant les phases de correction d'orbite et, de préférence, pour contrôler l'attitude en phase d'insertion en orbite géostationnaire.

Dans un mode de réalisation préféré, on prévoit une boucle de régulation de l'attitude avec un correcteur tel que la bande passante de cette boucle contienne les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples des appendices. Cette boucle peut comporter un correcteur de type Proportionnel, Intégrale, Dérivée (PID) associé à un filtre d'atténuation ou un correcteur synthétisé par les méthodes avancées de commande des systèmes telles que les méthodes H_{∞} et LMI (Linear Matrix Inequality).

Une méthode est décrite, par exemple, dans les documents suivants :

- J.C. Doyle, K. Glover, P.K. Khargonekar, B.A. Francis, "State-space solutions to standard H_2 and H_{∞} control problems", IEEE Trans. Autom. Control, AC34, n° 8, p. 831-846, 1989,

- P. Gahinet, P. Apkarian, "A Linear Matrix Inequality approach to H_{∞} control", Int. Journal of Robust and nonlinear Control, vol. 4, p. 421-448, 1994.

Une méthode LMI est décrite, par exemple, dans les documents suivants :

- S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron, V. Balakrishnan, "Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory", Studies in Appl. Math. SIAM, Vol. 15, 1994,

- S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron, V. Balakrishnan, "Control System Analysis and Synthesis via LMIs", American Control Conference, p. 2147-2154, 1993.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront avec la description de certains de ses modes de réalisation, celle-ci étant effectuée en se référant aux dessins ci-annexés sur lesquels :

la figure 1 est un schéma d'un satellite auquel s'applique l'invention,

la figure 2 est un schéma d'un actionneur gyroscopique connu en soi,

la figure 3 est un schéma d'un dispositif de commande d'attitude conforme à l'invention, et

les diagrammes des figures 4a, 4b et de la figure 5 illustrent un exemple de fonctionnement du dispositif conforme à l'invention.

La figure 1 représente un satellite géostationnaire équipé, pour son alimentation en énergie, de générateurs solaires et 14 de grandes dimensions par rapport à celle de son corps 16. Quand un couple perturbateur est exercé sur le corps 16 du satellite, les ailes légères oscillent à basse fréquence, l'amplitude d'oscillation étant relativement faible. Ces types de déformations sont appelés des modes souples.

Le même problème d'oscillation se pose quand le satellite est doté d'antennes ou de toute autre structure de grandes dimensions, généralement déployables.

Pour s'opposer aux oscillations de ce type, l'invention prévoit de contrôler l'attitude du satellite à l'aide d'un ensemble d'actionneurs gyroscopiques permettant d'échanger rapidement le moment cinétique de cet ensemble avec le moment cinétique du satellite.

Un actionneur gyroscopique est représenté sur la figure 2. Il comprend une roue 22 tournant à vitesse constante autour d'un axe 24. Son mécanisme 26 de suspension et d'entraînement est monté sur un berceau à cardan 28 et un moteur électrique 30 est
5 prévu pour permettre le basculement du mécanisme 26 et donc pour modifier l'orientation de l'axe de rotation 24.

Le couple de sortie 32 est le produit vectoriel de la vitesse de basculement du cardan par le moment cinétique de la toupie. Ce couple est perpendiculaire à l'axe de rotation du
10 cardan et à l'axe de la roue. Il est donc tournant par rapport au satellite. Pour exercer le couple requis sur le satellite, on prévoit au moins trois actionneurs gyroscopiques, ce qui permet de délivrer plusieurs dizaines de Newton-mètres.

La figure 3 montre, de façon schématique, le système de
15 contrôle d'attitude du satellite. Sur cette figure, l'ensemble du satellite, avec son corps 16 et ses "ailes" 12 et 14, est représenté par un rectangle allongé 34, et l'ensemble des actionneurs gyroscopique est représenté par un bloc 36. De façon en soi connue, des capteurs 38 permettent de détecter l'attitude
20 du satellite. Les signaux fournis par ces capteurs 38 sont délivrés à une boucle de contrôle et régulation 40, en général réalisée sous forme de logiciel d'un processeur calculateur. Cette boucle 40 reçoit aussi des signaux de la part de l'ensemble des actionneurs gyroscopiques et fournit les signaux de commande
25 aux actionneurs 36.

La boucle 40 comporte un bloc 42 de traitement des signaux fournis par les capteurs 38, afin de les mettre en forme pour qu'ils représentent l'attitude du satellite et le signal
30 fourni par le bloc 42 est délivré à l'entrée d'un soustracteur 44 qui soustrait ces signaux d'attitudes mesurées d'un signal de consigne appliqué sur une autre entrée 48 de ce soustracteur 44. Le signal de sortie du soustracteur 44, qui représente le signal d'erreur, est appliqué à l'entrée d'un bloc correcteur 50 qui
35 permet d'éviter les instabilités de la boucle de régulation et d'assurer les performances de pointage. De façon générale, le bloc correcteur est tel que la bande passante de la boucle de

régulation contienne les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples.

5 Ce bloc correcteur 50 peut comporter par exemple un correcteur PID (Proportionnel, Intégrale, Dérivée) et des filtres ou tout autre correcteur issu des méthodes avancées de commande des systèmes telles que les méthodes H_{∞} et LMI (Linear Matrix Inequality).

10 Le signal de sortie du bloc 50 est appliqué à l'ensemble 36 d'actionneurs gyroscopiques par l'intermédiaire d'un bloc 52 d'interface recevant aussi, sur une entrée 54, un signal de mesure de la position angulaire de chacun des cardans des actionneurs gyroscopiques.

Les figures 4a et 4b montrent un exemple de diagrammes de Bode de l'ensemble de régulation.

15 Sur la figure 4a on a porté en abscisse la pulsation en radians par seconde et en ordonnée le gain en décibels. Sur la figure 4b on a porté en abscisse la pulsation, également en radians par seconde, et en ordonnée la phase en degrés.

20 On observe sur la figure 4a un pic de résonance 62 et des pics d'anti-résonance 64, 66 qui correspondent aux modes souples.

25 Sur le diagramme de la figure 5, on a représenté un diagramme de Black, ou Nichols, sur lequel les phases en degrés sont portées en abscisses, et les gains (en décibels) en boucle ouverte sont portés en ordonnées. La courbe 70 correspond à diverses valeurs du paramètre ω et les parties à droite du point critique 72 (gain 0db, phase 0) correspondent au mode souple.

30 Le système de contrôle conforme à l'invention permet une grande précision de guidage et donc une amélioration des performances de pointage.

REVENDICATIONS

1. Dispositif de contrôle d'attitude d'un satellite du type géostationnaire caractérisé en ce que le satellite (10) comportant des organes allongés (12, 14) tels que des générateurs solaires et/ou des antennes, notamment déployables, le dispositif
5 comporte des actionneurs gyroscopiques pour fournir le couple nécessaire au maintien d'attitude du satellite soumis à des forces ou des couples perturbateurs.

2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que les actionneurs gyroscopiques sont agencés pour maintenir
10 l'attitude de consigne pendant les phases de correction d'orbite.

3. Dispositif selon la revendication 2 caractérisé en ce que les actionneurs gyroscopiques sont agencés pour contrôler l'attitude en phase d'insertion en orbite géostationnaire.

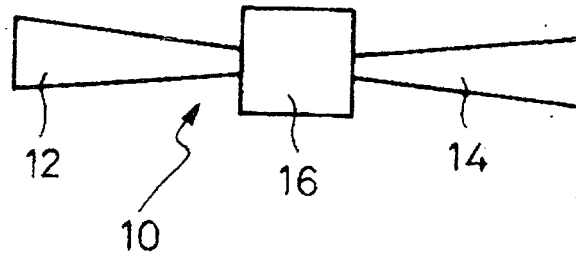
4. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3 caractérisé en ce qu'il comporte une boucle de régulation (40) de
15 l'attitude avec un correcteur (50) tel que la bande passante de cette boucle contienne les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples des appendices.

5. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce que le correcteur de la boucle est de type Proportionnel, Intégrale, Dérivée (PID) et en ce qu'il est associé à un filtre
20 d'atténuation.

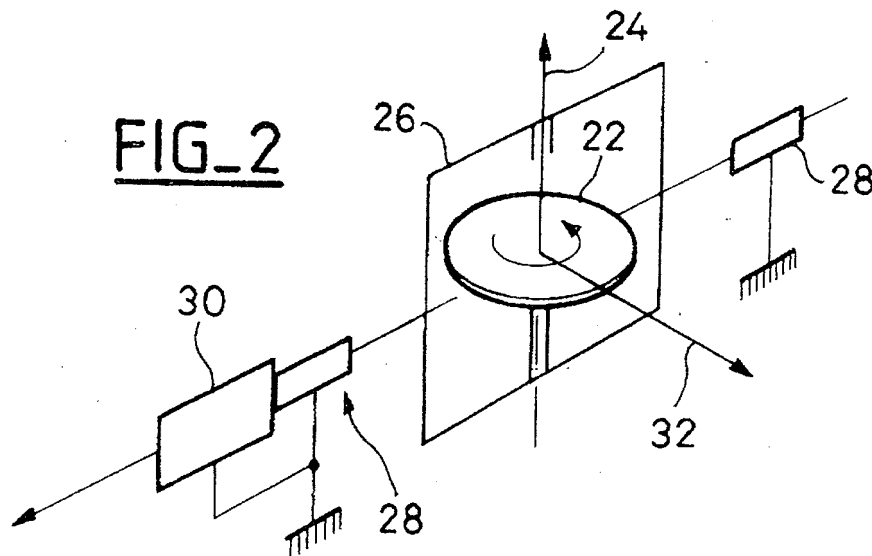
6. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce que le correcteur de la boucle est synthétisé par les méthodes
25 avancées de commande des systèmes telles que les méthodes H_∞ et LMI (Linear Matrix Inequality).

1/2

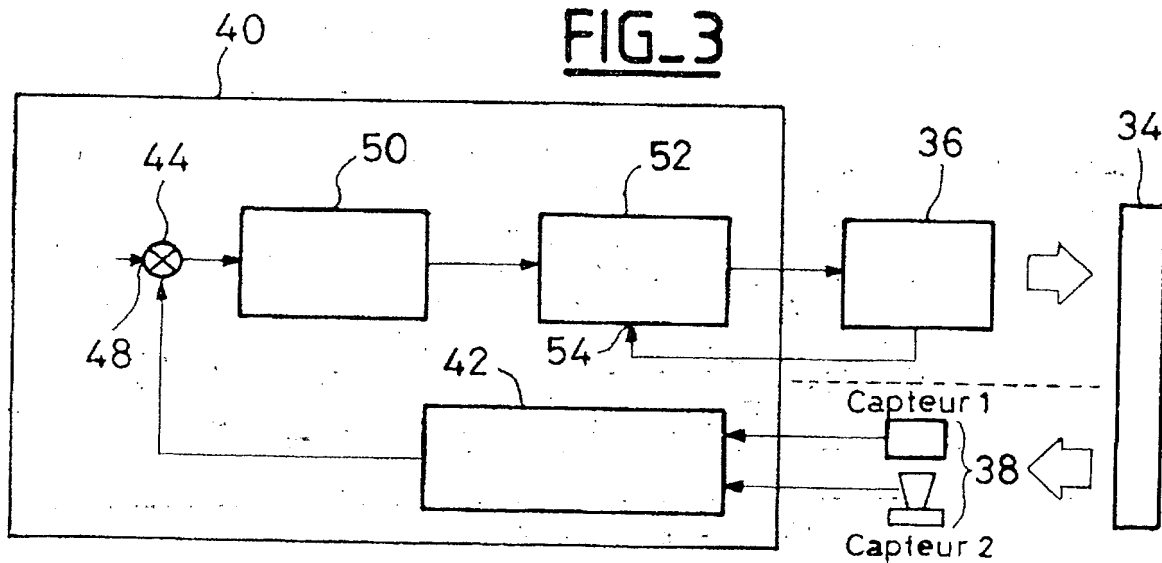
FIG_1



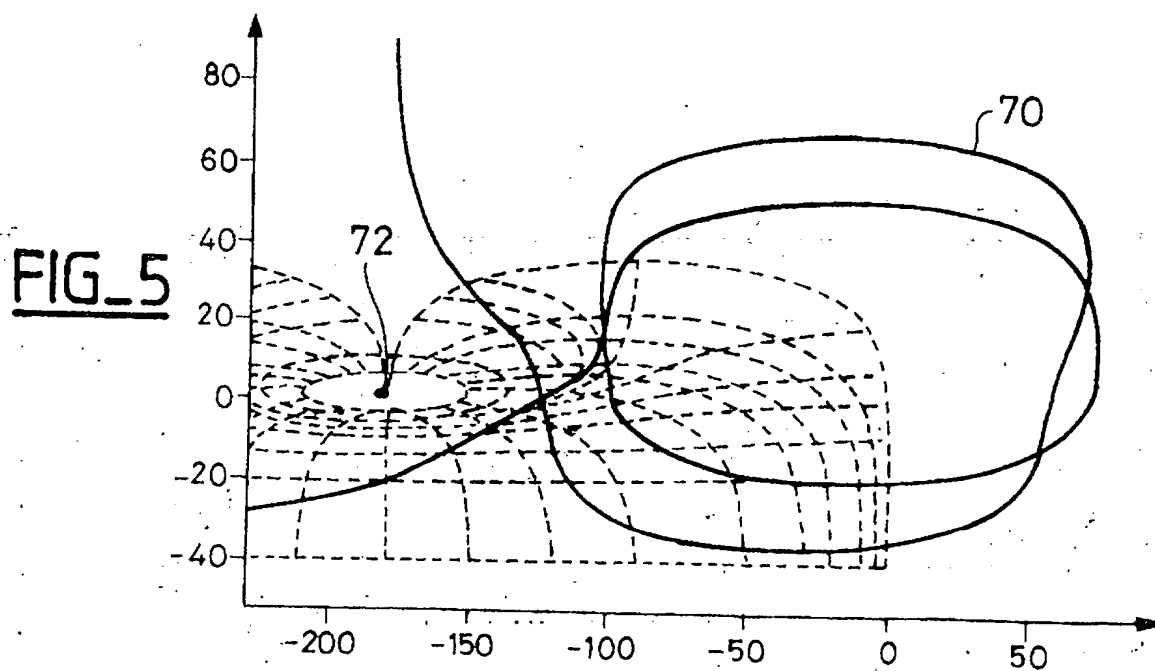
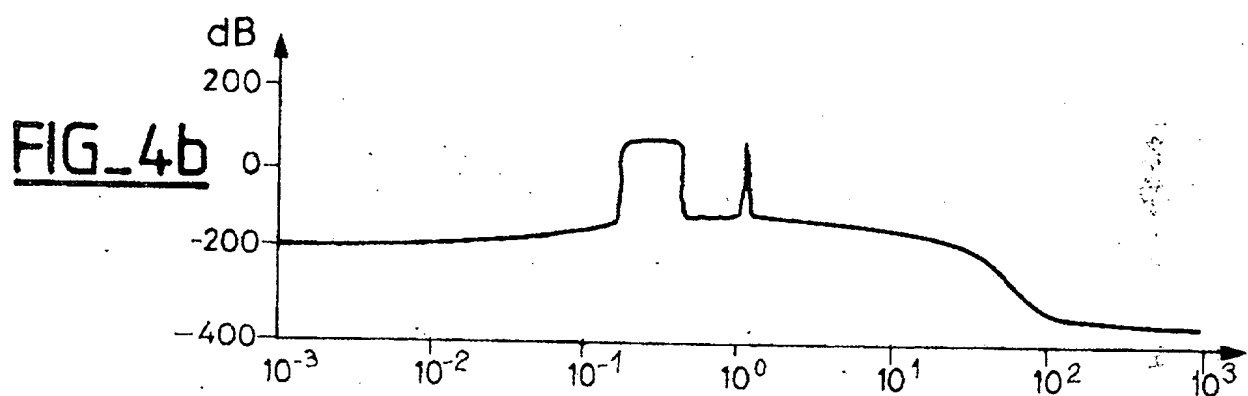
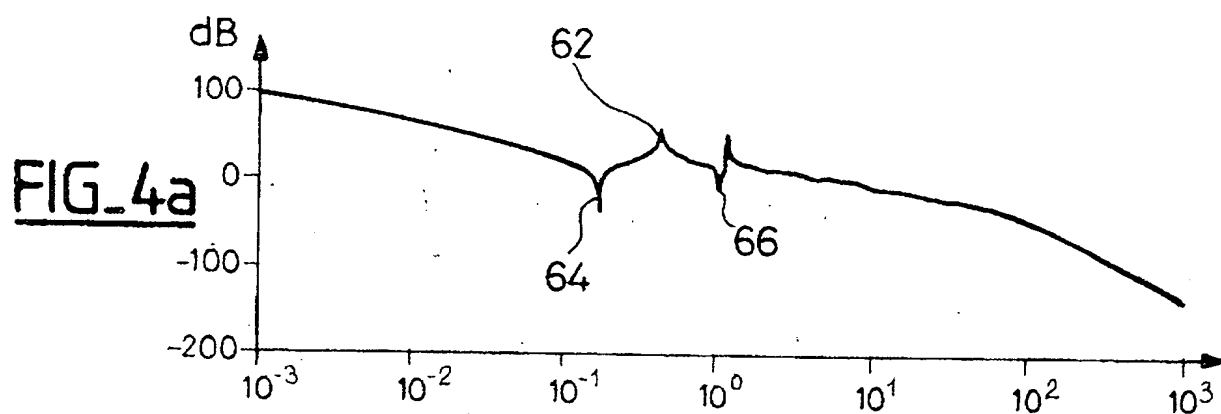
FIG_2



FIG_3



2/2



**BREVET D'INVENTION****CERTIFICAT D'UTILITÉ**

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75600 Paris Cedex 08

Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 93 59 30

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1./2.

(Si le demandeur n'est pas l'inventeur ou l'unique inventeur)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

EN 1134 - 26399

Vos références pour ce dossier (facultatif)		104286/SM/SSPD/TPM	
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		0213052	
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum) DISPOSITIF DE CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE			
LE(S) DEMANDEUR(S) : Société anonyme ALCATEL			
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) : (Indiquez en haut à droite «Page N° 1/1» S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez un formulaire identique et numérotez chaque page en indiquant le nombre total de pages).			
Nom		MONTFORT	
Prénoms		Eric	
Adresse	Rue	100, BOULEVARD DU MIDI B.P. 99	
	Code postal et ville	06156 CANNES LA BOCCA CEDEX, FRANCE	
Société d'appartenance (facultatif)			
Nom		SALENC	
Prénoms		Cédric	
Adresse	Rue	LES ACANTHES 27 RUE DES MOULIÈRES	
	Code postal et ville	06610 LE CANNET, FRANCE	
Société d'appartenance (facultatif)			
Nom		ROSER	
Prénoms		Xavier	
Adresse	Rue	210 BOULEVARD LEADER (A2J)	
	Code postal et ville	06400 CANNES, FRANCE	
Société d'appartenance (facultatif)			
DATE ET SIGNATURE(S) XX DU DEMANDEUR XX DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		21 octobre 2002 Bradford Lee SMITH 	

**BREVET D'INVENTION****CERTIFICAT D'UTILITÉ**

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11235*02

DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg

75800 Paris Cedex 08

Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 93 59 30

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 2./2.

(Si le demandeur n'est pas l'inventeur ou l'unique inventeur)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DE 1137 - 02/99

Vos références pour ce dossier <i>(facultatif)</i>		104286/SM/SSPD/TPM	
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		0213052	
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum) DISPOSITIF DE CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE			
LE(S) DEMANDEUR(S) : Société anonyme ALCATEL			
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) : (Indiquez en haut à droite «Page N° 1/1» S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez un formulaire identique et numérotez chaque page en indiquant le nombre total de pages).			
Nom		GAUDIC	
Prénoms		Loïc	
Adresse	Rue	100, BOULEVARD DU MIDI	
	Code postal et ville	B.P. 99	
		06156	CANNES LA BOCCA CEDEX, FRANCE
Société d'appartenance <i>(facultatif)</i>			
Nom			
Prénoms			
Adresse	Rue		
	Code postal et ville		
Société d'appartenance <i>(facultatif)</i>			
Nom			
Prénoms			
Adresse	Rue		
	Code postal et ville		
Société d'appartenance <i>(facultatif)</i>			
Nom			
Prénoms			
Adresse	Rue		
	Code postal et ville		
Société d'appartenance <i>(facultatif)</i>			
DATE ET SIGNATURE(S) XX DES DEMANDEURS XX DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		21 octobre 2002 Bradford Lee SMITH 